

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI

Ivan Radoš

UTJECAJ STLAČIVOSTI ZRAKA
NA LETNA SVOJSTVA ZRAKOPLOVA

ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 2019.

SVEUČILIŠTE U ZAGREBU
FAKULTET PROMETNIH ZNANOSTI
ODBOR ZA ZAVRŠNI RAD

Zagreb, 1. travnja 2019.

Zavod: **Zavod za zračni promet**
Predmet: **Osnove tehnike zračnog prometa**

ZAVRŠNI ZADATAK br. 5177

Pristupnik: **Ivan Radoš (0135180147)**
Studij: **Promet**
Smjer: **Zračni promet**

Zadatak: **Utjecaj stlačivosti zraka na letna svojstva zrakoplova**

Opis zadatka:

U uvodnim postavkama potrebno je definirati predmet istraživanja, objasniti svrhu i cilj istraživanja, dati osvrt na dosadašnja istraživanja te prikazati kompoziciju rada. Ukazati na fizikalna svojstva fluida, definirati osnovne zakone o teoriji strujanja fluida i objasniti pojam stlačivosti fluida. Objasniti načelo mjerenja brzine leta zrakoplova, pojmove brzine zvuka i Machovog broja. Detaljno objasniti pojave do kojih dolazi povećanjem letnih brzina zrakoplova s naglaskom na stlačivost i utjecaj stlačivosti na letna svojstva. Ukazati na aeroprofile koji se koriste za okozvučne i nadzvučne letne brzine. Izvesti konkretne zaključke o analiziranoj tematici u završnom radu.

Mentor:

Predsjednik povjerenstva za
završni ispit:



izv. prof. dr. sc. Andrija Vidović

Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti

ZAVRŠNI RAD

UTJECAJ STLAČIVOSTI ZRAKA NA LETNA SVOJSTVA ZRAKOPLOVA

INFLUENCE OF AIR COMPRESSIBILITY ON AIRCRAFT PERFORMANCE

Mentor: izv. prof. dr. sc. Andrija Vidović

Student: Ivan Radoš

JMBAG: 0135180147

Zagreb, prosinac 2019.

SAŽETAK

Kao i svaki fluid zrak ima svojstva poput gustoće, tlaka, viskoznosti i stlačivosti. Zrak kao fluid kroz koji zrakoplovi lete ima bitan utjecaj na letna i konstrukcijska svojstva zrakoplova. Definirano je šest vrsta brzina u kojima lete zrakoplovi ovisno o Machovom broju. To su: podzvučno (subsonično), zvučno (sonično), krozzvučno (transonično), nadzvučno (supersonično), hiperzvučno (hipersonično). Svojstvo stlačivosti zraka na nižim brzinama je gotovo zanemarivo, dok je na brzinama većim od brzine zvuka vrlo bitno kako za letna svojstva tako za konstrukcijska svojstva zrakoplova. Kako bi zrakoplovi postizali što bolje performanse na brzinama većim od brzine zvuka bilo je potrebno prilagoditi aeroprofil i krila zrakoplova kako bi zrakoplovi što bolje podnosili pojave poput udarnih valova, probijanja zvučnog zida koje se događaju prilikom leta, a uzrokuje ih stlačivost fluida, u ovom slučaju zraka.

Ključne riječi: fluid; zrak; letna svojstva zrakoplova; stlačivost; brzina zvuka

SUMMARY

Like as any fluid, air has properties such as density, pressure, viscosity and compressibility. Air as a fluid through which aircraft fly has a significant impact on the flight structural properties of aircraft. There are six types of speeds which aircraft fly which depends on Mach number. These are subsonic, sonic, transsonic, supersonic, hypersonic. The compressibility of air at lower airspeeds is almost negligible, while airspeeds above airspeed is very important for flight performance and aircraft structural features. In order to achieve the best performance with aircrafts at speeds higher than speed of sound, it was necessary to adjust the aerofoil and the wings of aircraft in order for the aircraft to withstand phenomena such as shock waves, breaktough of the sound wall occurring during the flight, and caused by fluid compressibility in this case of air.

Keywords: fluid; air; aircraft performance; compressibility; speed of sound

SADRŽAJ

1.	UVOD	1
2.	FIZIKALNA SVOJSTVA FLUIDA.....	3
2.1.	Fluid je kontinuum, homogen i izotropan	4
2.2.	Gustoća fluida.....	5
2.3.	Tlak fluida.....	6
2.4.	Utjecaj tlaka na gustoću.....	8
2.5.	Unutarnje trenje i viskoznost	8
2.6.	Stlačivost	12
3.	BRZINA ZVUKA I MACHOV BROJ	14
3.1.	Definicija brzine zvuka.....	14
3.2.	Brzina širenja malih poremećaja	16
3.3.	Machov broj.....	17
3.3.1.	Machov kritični broj	19
3.3.2.	Podzvučno strujanje	21
3.3.3.	Okozvučno strujanje.....	21
3.3.4.	Nadzvučno strujanje	21
3.3.5.	Hiperzvučno strujanje	22
4.	AEROPROFILI I KRILA ZA OKOZVUČNI I NADZVUČNI LET	23
4.1.	Geometrijska svojstva aeroprofila i krila.....	23
4.2.	Strjelasto krilo.....	25
4.3.	Delta krilo	27
4.4.	Utjecaj zakošenja krila na Machov kritični broj.....	28
4.5.	Tlak, uzgon i otpor kod krila za okozvučne i nadzvučne brzine	30
5.	POJAVE PRI POVEĆANIM BRZINAMA LETA	32
5.2.	Udarni val	33
5.3.	Zvučna barijera („zvučni zid“)	34
5.4.	Odvajanje strujnica	36
6.	ZAKLJUČAK.....	38
	LITERATURA	39
	POPIS SLIKA.....	41

POPIS TABLICA 42

1. UVOD

Zrakoplovi se susreću se sa raznim pojavama od početka pa do kraja leta, do kojih dolazi zbog leta kroz zrak. Zrak je fluid i kao takav ima fizikalna svojstva koja zrakoplovu pomažu ili odmažu prilikom leta. Da bi let bio uspješan bilo je potrebno prvo upoznati sva svojstva koja zrak kao fluid posjeduje, a onda prilagoditi konstrukciju zrakoplova i sami čin leta tim svojstvima.

Predmet istraživanja u ovom završnom radu je ukazati na promjene u letnim svojstvima zrakoplova koje su direktna posljedica stlačivosti zraka. Svrha rada je prikazati promjene koje se događaju na zrakoplovu zbog svojstva pojave stlačivosti zraka s ciljem ukazivanja na probleme koje može stlačivost zraka imati na letna svojstva zrakoplova.

Završni rad se sastoji od šest poglavlja:

1. Uvod
2. Fizikalna svojstva fluida
3. Brzina zvuka i Machov broj
4. Aeroprofil i krila za okozvučni i nadzvučni let
5. Pojave pri povećanim brzinama leta
6. Zaključak

U uvodu ovog rada definiran je predmet istraživanja, svrha i cilj istraživanja te je prikazana struktura završnog rada.

U drugom poglavlju Fizikalna svojstva fluida definirana su osnovna svojstva fluida kao što su gustoća, tlak, viskoznost, stlačivost.

U trećem poglavlju Brzina zvuka i Machov broj definirano je što je to brzina zvuka i Machov broj, te područja brzina na kojima zrakoplovi lete, ovisne o veličini Machovog broja.

U četvrtom poglavlju Aeroprofil i krila za okozvučni i nadzvučni let objašnjeno je koja su geometrijska svojstva aeroprofila i krila, te su pobliže opisana krila za okozvučni i nadzvučni let kao što su strjelasto i delta krilo. Također objašnjeno je kako konstrukcija krila i aeroprofila utječe na Machov broj.

U petom poglavlju Pojave pri povećanim brzinama leta definirane su pojave s kojima se zrakoplov susreće prilikom leta oko brzine zvuka i većim od brzine zvuka, te kako te pojave utječu na sami let i konstrukciju zrakoplova.

U posljednjem, zaključnom dijelu rada, dani su konkretni zaključci o tematici istraživanja u završnom radu.

2. FIZIKALNA SVOJSTVA FLUIDA

Naziv „fluid“ dolazi od engleske riječi koja u originalnom značenju obuhvaća tekućine i plinove, a u fizici se odnosi na „sve što teče“. Fluid dakle može biti i tekućina i plin, ali i njihova smjesa i zrnata tvar koja se pri „tečenju“ ponaša na isti način kao i ostali fluidi. [1]

Krute tvari su sve tvari koje imaju vlastiti, praktički nepromjenjivi oblik, bez obzira na njihovu okolinu. Čestice krute tvari omeđene su pravilnim ili nepravilnim plohami, dok pod djelovanjem vanjskih sila oblik krutih tijela mijenja se vrlo malo ili nikako (te se promjene vrlo često mogu potpuno zanemariti).

Pod pojmom tekućina podrazumijevaju se one tvari koje zauzimaju definirani volumeni koje mogu imati slobodne površine. U odnosu na krute tvari tekućine reagiraju na svaku silu i vrlo lako mijenjaju svoj oblik. Glavna sila koja na tekućine djeluje na Zemlji je sila teža, pod čijim djelovanjem tekućina uvijek zauzima najniži dio posude (to može biti i morsko dno) u kojoj se nalazi. Tekućine su praktički nestlačive.

U odnosu na tekućine, plinovi su tvari koje se šire u prostoru dok ne zauzmu sav raspoloživ volumen. Plinovi su za razliku od tekućina lako stlačivi i ne mogu imati slobodne površine.

Pojam zrnate tvari relativno je nov i obuhvaća mnoštvo čestica krute tvari različitih veličina (od sub-mikronskih dimenzija pa do dimenzija od par metara) u situacijama u kojima se te čestice zajedno gibaju slično tekućini. Pojam smjesa opisuje sve mješavine dviju ili više gore opisanih tvari.

U većini slučajeva fluid se giba kroz prostor. To se gibanje naziva tečenje ili strujanje (fluida). Općenito se dijeli na dvije osnovne grupe:

- **protjecanje** je strujanje fluida između krutih stijenki okolne tvari (cijevi, kanali i sl.) ili u slobodnom prostoru (vjetar, vodeni mlaz i sl.). Kod protjecanja fluid se fizički pomiče kroz prostor.
- **optjecanje** je situacija u kojoj fluid miruje a kroz njega se giba neko tijelo koje je potpuno i li djelomično uronjeno u fluid (plovidba broda, let zrakoplova, stup mosta i sl.).

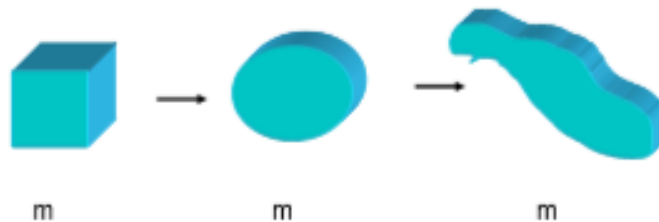
- **kombinacija protjecanja i optjecanja** je najsloženija situacija u kojoj se giba i fluid i objekti u njemu (strujanje fluida kroz pokretne dijelove strojeva, primjerice vjetrenjača ili turbina). [1]

2.1. Fluid je kontinuum, homogen i izotropan

Smatra se da je fluid neprekidno raspoređen u prostoru koji zaprema, tj., fluid je kontinuum. Ta pretpostavka je realna, jer je npr. u 1 cm^3 zraka pri standardnom atmosferskom tlaku i pri 0°C sadržano $2,7 \times 10^{19}$ molekula (Avogadrov broj), a u točki oblika kocke stranice $0,01 \text{ mm}$ nalazi se oko $2,7 \times 10^{10}$ molekula. [2]

Zbog navedene teorije smatra se da je fluid homogen tj. da su fizikalna svojstva svake čestice ista u cijelom prostoru koji zaprema fluid. Dalje se smatra da je fluid izotropan. To znači da su mu svojstva jednaka u svim smjerovima. [2]

Čestice fluida mogu mijenjati svoj oblik, dok masa čestice ostaje ne promijenjena kao što je prikazano na slici 1.

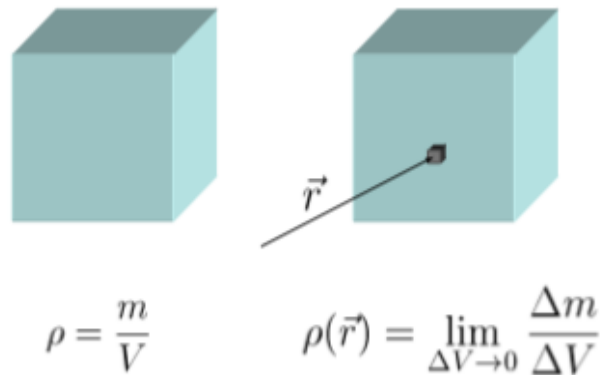


Slika 1. Promjena oblika čestice fluida [1]

2.2. Gustoća fluida

Masu tvari koja zauzima jedinični volumen nazivamo gustoća. Ako pretpostavimo da je fluid nestlačiv, gustoća se nalazi jednostavnim dijeljenjem ukupne mase fluida s ukupnim volumenom koji fluid zauzima (slika 2. lijevo). U slučaju kada je fluid nehomogen, gustoća je funkcija položaja u prostoru (unutar volumena koji se razmatra) i dobiva se kao granična vrijednost omjera mase sadržane u nekom malenom dijelu volumena ΔV i toga volumena, kada se matematički pusti da se ΔV beskonačno smanjuje (slika 2. desno).

Osnovna SI jedinica za gustoću je kg/m^3 , dok je u EES sustavu jedinica za gustoću slug/ft^3 . Kao simbol za gustoću standardno se koristi grčko slovo ρ . [1]



Slika 2. Definicija gustoće kao homogene tvari (lijevo) i nehomogene tvari (desno) [1]

Svaki fluid ima određenu gustoću na određenom tlaku i pri određenoj temperature. Gustoća nekih fluida pri tlaku od 1,013 bara i pri određenoj temperature prikazana je u tablici 1.

Tablica 1. Gustoća nekih fluida na tlaku od 1,013 bara i danim temperaturama [11]

Fluid	Temperatura (°C)	Gustoća (kg/m ³)	Specifična gustoća
Voda	20	998,2	1,00
Benzin	20	680,3	0,68
Nafta	20	855,6	0,86
Kerozin	15,6	773,1	0,77
Živa	15	13595,1	13,62
Zrak	15	1,225	1,00
Kisik	20	1,33	1,09
Ugljični dioksid	20	1,84	1,50
Helij	20	0,166	0,136

2.3. Tlak fluida

Fluid je uvijek izložen nekom tlaku. Ako se promatra mikroskopski, tlak je posljedica sudaranja molekula. Najlakše se evidentira na čvrstim ploham koje okružuju fluidnu masu.

Fluidi, posebno tekućine, mogu biti izraženi vrlo velikim tlakovima, ali ne mogu izdržati veće sile istezanja. Zato je u mehanici fluida uobičajeno da se tlak, iako izaziva smanjenje dimenzija fluidnog elementa, označava kao pozitivna veličina. [11]

Tlak je skalarna veličina definirana za određenu točku prostora ispunjenu fluidom i u toj točki tlak je jednak u svim smjerovima. U SI sustavu jedinica za mjerenje tlaka je Pascal (Pa):

$$1Pa = \frac{1N}{1m^2} \quad (1)$$

Budući da je to mali iznos tlaka, može se rabiti i jedinica „bar“:

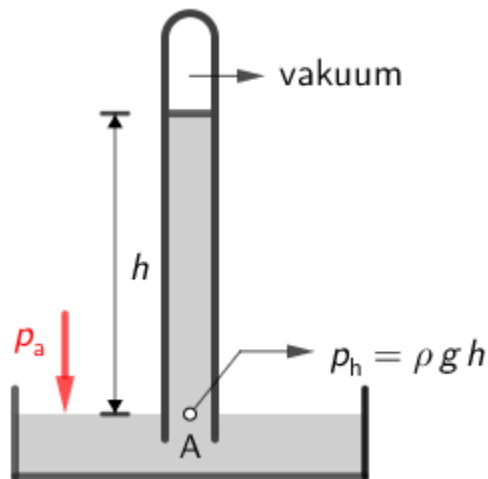
$$1bar = 10^2 Pa \text{ ili milibar } 1 mbar = 10 Pa = 1 hPa$$

Tlak se može izraziti i visinom stupca , npr. žive ili vode (slika 3). Budući da je:

$$p = \rho \cdot g \cdot h \quad (2)$$

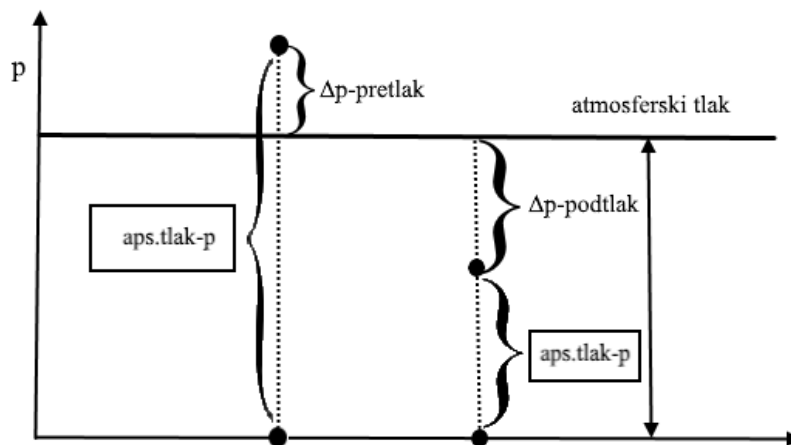
gdje su:

- ρ – gustoća tekućine [kg/m^3]
- g – gravitacijska konstanta [m/s^2]
- h – visina stupca tekućine [m] [2]



Slika 3. Mjerenje tlaka [3]

Ako se tlak računa od apsolutne nule odnosno potpunog vakuuma, kao što nam pokazuje barometar, onda taj tlak nazivamo apsolutni. Za razliku od barometra koji pokazuje apsolutni tlak, manometar pokazuje relativni tlak. On pokazuje tlak u odnosu na atmosferski tlak, tj. predtlak ili podtlak. U tom slučaju apsolutni tlak se dobije ako očitani tlak pribrojimo atmosferskom (tlakomjer) ili ako je pokazivanje negativno (na vakuummetru), odbijemo od atmosferskoga (slika 4.). [2]



Slika 4. Apsolutni i relativni tlak [4]

2.4. Utjecaj tlaka na gustoću

Ranije je spomenuto da je zrak fluid, te se može širiti i stisnuti. Kada se zrak stisne veća količina zraka može zauzeti preostalu količinu. Suprotno tome, kada se pritisak na određeni volumen zraka smanji, zrak se širi i zauzima veći prostor. Odnosno, izvorni stupac zraka pri nižem tlaku sadrži manju masu zraka, drugim riječima gustoća se smanjuje. Gustoća je izravno proporcionalna tlaku. Ako se tlak udvostruči i gustoća se udvostručuje, a ako se tlak snižava proporcionalno se i gustoća snižava. Ova tvrdanja je točna samo ako je temperatura konstantna. [8]

2.5. Unutarnje trenje i viskoznost

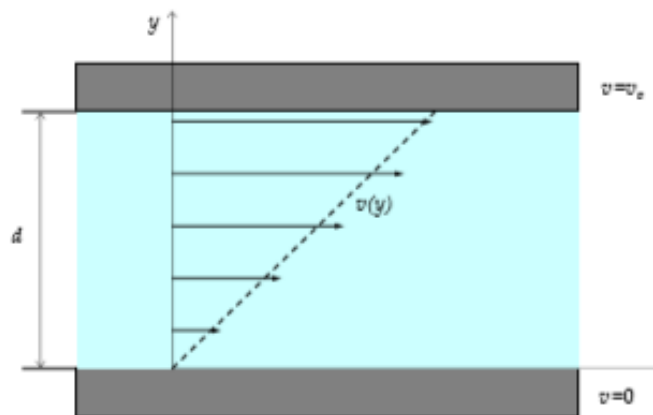
Kod gibanja između molekula fluida javljaju se sile otpora koje su po svojoj prirodi slične sili trenja. No, za razliku od sile trenja koja se javlja na dodirnoj plohi dva tijela koja se međusobno gibaju, kod fluida se sila otpora javlja i u njegovoj unutrašnjosti, pa se zato neki puta naziva i unutarnje trenje. Ono je toliko važno za gibanje fluida da je dobilo i svoje posebno ime: viskoznost. [1]

Viskoznost je osobina fluida koja ima iznimno važan utjecaj na strujanje fluida. Izražava se kao otpor kojem se fluid suprotstavlja strujanju. Strujanje fluida pod djelovanjem sila može se grubo shematski predstaviti kao klizanje paralelnih slojeva koji se gibaju različitim brzinama. Ako sile prestanu djelovati, fluidni slojevi prelaze u stanje mirovanja ne pokazujući nikakvu sklonost vraćanja u početni položaj (slika 5.). Zaustavljanje fluida pripisuje se djelovanju viskoznosti kao nekom kočionom fenomenu ili efektu otpora. Osobinu viskoznosti demonstriraju svi fluidi, neki više, neki manje. Kao mjera viskoznosti može poslužiti vrijeme koje je potrebno da se fluid pretoči iz jedne posude u drugu. Što je više vremena potrebno fluid je viskozniji. [11]

Osnovna svojstva viskoznosti mogu se ustanoviti jednostavnim pokusom kod kojega se između dvije ploče ulije tanki sloj tekućine. U pokusu se mjeri sila potrebna da se gornja ploča pomiče konstantnom brzinom (donja ploča miruje). Za gibanje gornje ploče stalnom brzinom v_0 potrebna je sila F proporcionalna površini ploče A i gradijentu brzine, dv/dy :

$$F = \mu A \frac{dv}{dy} \quad (3)$$

gdje je μ konstanta proporcionalnosti koju se naziva apsolutni ili dinamički koeficijent viskoznosti. [1]



Slika 5. Newton-ov pokus za određivanje viskozne sile [1]

U velikom broju problema bitan je intenzitet viskoznih sila u usporedbi s intenzitetom inercijalnih sila. Budući da su viskozne sile proporcionalne s dinamičkim koeficijentom viskoznosti, a inercijalne s gustoćom odnos μ/ρ se vrlo često pojavljuje, pa se također smatra osobinom fluida. Vrijednost omjera μ/ρ označava se sa ν i naziva se kinematički koeficijent viskoznosti tj.

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (4)$$

pri čemu je:

- μ - dinamička viskoznost [Pa s]
- ρ - gustoća fluida [kg/m³]

Dinamički koeficijent viskoznosti zraka za temperature niže od 3.000 K ne ovisi o tlaku. [11]

Osobine zraka pri standardnom atmosferskom tlaku od 1,013 bara su promjenjive kao što smo ranije spomenuli, te su prikazane u tablici 2.

Fluide s konstantnim dinamičkim viskozitetom se nazivamo Newtonovim fluidima, a fluide s promjenjivim viskozitetom ne-Newtonovim fluidima. [2] Voda i zrak kao najčešće korišteni tehnički fluidi pripadaju kategoriji Newtonovih fluida. [11]

Tablica 2. Osobine zraka pri standardnom atmosferskom tlaku $p = 1,013$ bara [11]

Temperatura t (°C)	Gustoća ρ (kg/m ³)	Specifična težina γ (N/m ³)	Dinamički koeficijent viskoznosti $\mu \cdot 10^5$ (N·s/m ²)	Kinematički koeficijent viskoznosti $\nu \cdot 10^5$ (m ² /s)
-40	1,515	14,86	1,49	0,98
-20	1,395	13,68	1,61	1,15
0	1,293	12,68	1,71	1,32
10	1,248	12,24	1,76	1,41
15	1,225	12,01	1,78	1,46
20	1,205	11,82	1,81	1,50
30	1,165	11,43	1,86	1,60
40	1,128	11,06	1,90	1,68
60	1,060	10,40	2,00	1,87
80	1,000	9,81	2,09	2,09
100	0,946	9,28	2,18	2,31
200	0,747	7,33	2,58	3,45

Utjecaj viskoznosti na strujanje često se izražava posredno s pomoću Reynoldsova broja:

$$Re = \frac{v \cdot l}{\nu} \quad (5)$$

gdje je:

- v - brzina strujanja [m/s]
- l - karakteristična dužina [m]
- ν – kinematička viskoznost [m²/s]

Reynoldsov broj predstavlja kvocijent inercijalnih i viskoznih sila. Kod strujanja oko aeroprofila njegova vrijednost je velika (oko 10^6) što pokazuje da su inercijalne sile dominantne, a djelovanje viskoznih sila svedeno na tanki sloj fluida koji nazivamo granični sloj. [11]

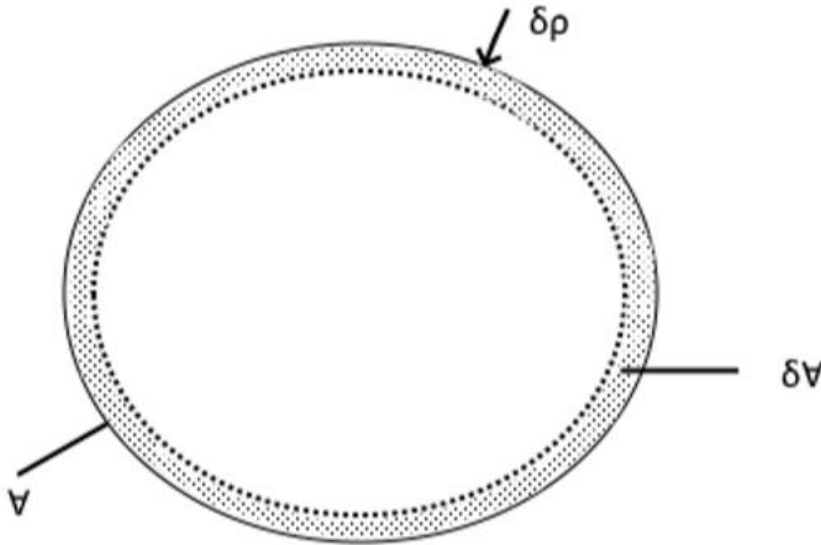
2.6. Stlačivost

Osobina fluida da pod djelovanjem normalnih sila mijenja volumen naziva se stlačivost. Plinovi imaju znatno izraženiju stlačivost u odnosu na tekućine ali to ne znači da su tekućine nestlačive. Postoje režimi kada se i plinovi i tekućine smatraju nestlačivima, ali često postoje slučajevi kada i plinove i tekućine trebamo analizirati kao stlačive fluide. Na primjer, ulje u brzim hidrauličkim sustavima trebamo obavezno smatrati stlačivim, a gibanje zraka kroz ventilator možemo smatrati nestlačivim strujanjem. Svojstvo stlačivosti izražavamo s pomoću modula elastičnosti E . Kada je fluidna masa volumena V izložena djelovanju tlaka p , povećanje tlaka za δp uzrokuje smanjenje volumena za δV . Modul elastičnosti je definiran sljedećom jednačinom:

$$E = \lim_{\substack{\delta V \rightarrow 0 \\ \delta p \rightarrow 0}} \left(\frac{-\delta p}{\delta V/V} \right) \quad (6)$$

ili

$$E = -V \frac{dp}{dV} \quad (7)$$



Slika 6. Promjena volumena pod djelovanjem tlaka [11]

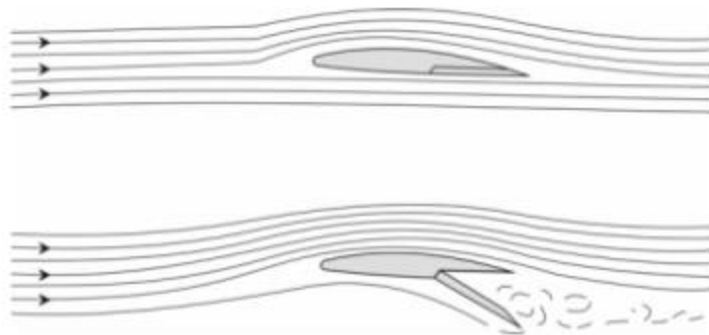
Negativan predznak u jednadžbi rezultat je toga što porastu $\delta\rho$ (pozitivna vrijednost) uvijek odgovara smanjenje volumena (negativna vrijednost) (slika 6.). Jednadžba nam pokazuje da fluid što je više stlačiv to ima manju vrijednost modula elastičnosti. [11]

3. BRZINA ZVUKA I MACHOV BROJ

3.1. Definicija brzine zvuka

Brzina zvuka je brzina kojom se zvučni val širi u nekom mediju (sredstvu). Zvuku je potrebno određeno vrijeme da prijeđe određenu daljinu. U to se možemo uvjeriti ako na nekoj udaljenosti promatramo čovjeka koji udara čekićem o metalnu podlogu. Možemo primijetiti da je čovjek već gotovo drugi put podigao čekić, a tek se tad može čuti prvi udarac o metalnu podlogu. Mjerenja su pokazala da brzina zvuka u zraku raste s temperaturom i vlagom, a da je neovisna o tlaku i frekvenciji. Znači da se i dugi i kratki valovi rasprostiru istom brzinom. Brzina zvuka je različita kroz različite medije. Zvuk se širi brže kroz tekućine nego kroz zrak, a još brže u krutim tijelima. Općenito je brzina zvuka veća što je veća gustoća medija u kojem se on širi. Kod krutih medija ovisi o elastičnosti dok kod plinova ovisi o izentropskom (adijabatskom) koeficijentu plina, te o njegovoj temperaturi, dok ne ovisi o gustoći i tlaku plina. Brzina zvuka u zraku temperature 20°C iznosi 343 m/s (1.235 km/h na 0 metara nadmorske visine). Kako za pojedini plin brzina zvuka ovisi isključivo o njegovoj temperaturi, tako se kod zrakoplova prilikom povećanja visine leta brzina zvuka smanjuje uslijed smanjenja temperature zraka s visinom. [5]

Brzina zvuka ima bitnu ulogu u aerodinamici jer je strujanje zraka oko aeroprofila praćeno promjenama tlaka i gustoće zbog čega je zrakoplov pri kretanju stalan izvor poremećaja odnosno izvor promjena tlaka i gustoće. Te promjene tlaka i gustoće prenose se brzinom zvuka. Kada se neko tijelo giba kroz zrak brzinama dosta manjim od brzine zvuka nastali poremećaj se širi u svim smjerovima i tako prenosi poruku odnosno najavljuje nadolazeći izvor poremećaja. Kao posljedica najave zrak ispred tijela se prilagođava kako bi napravio mjesta za tijelo tako da je promjena gustoće vrlo mala ili nikakva. Ilustracija mehanizma upozorenja dana je na slici 7.



Slika 7. Mehanizam upozorenja [17]

Kao posljedica izvlačenja zakrilca javlja se poremećaj u strujanju i došlo je do preraspodjele strujnica oko aeroprofila na način da se dio strujnica koje su opstrujavale aeroprofil odozdo premjestio i prešao na gornju stranu aeroprofila. Ukoliko se pažljivije promotri slika vidi se da je do promjene došlo znatno ispred aeroprofila odnosno zrak je bio upozoren na promjenu. To upozorenje nije ništa drugo nego poremećaj izazvan tijelom koji se širi brzinom zvuka, dakle u ovom slučaju puno brže od tijela. [17]

Za manje brzine činjenica da je zrak stlačiv je zanemarivana, međutim s približavanjem brzini zvuka greška koja se javlja, ukoliko se zanemari stlačivost zraka, postaje sve značajnija. Povećanje veličine greške događa se stupnjevito kroz cijelo područje brzina. Iz tablice 3. je vidljiva veličina greške u ovisnosti o brzini ako se u proračunima zanemari stlačivost zraka. [17]

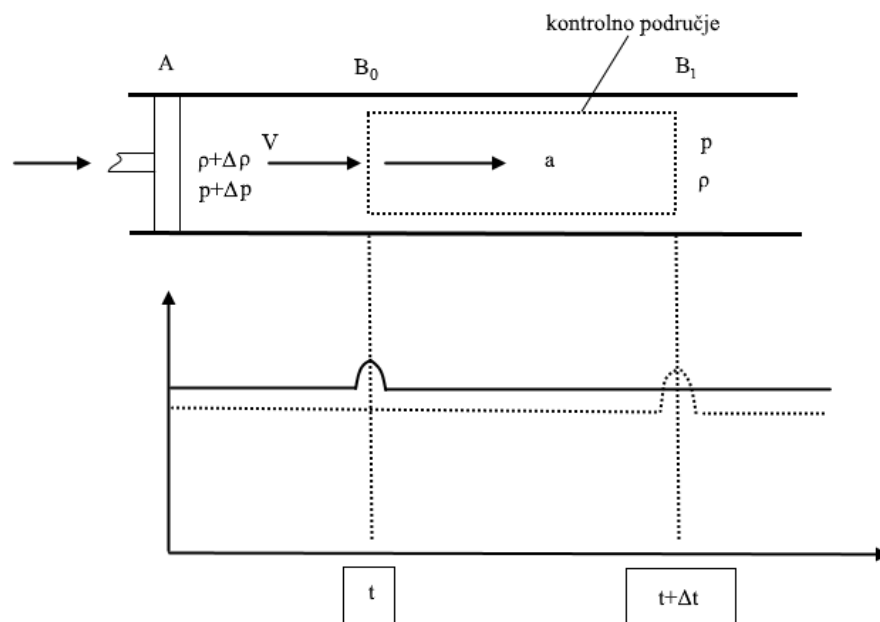
Tablica 3. Greška proračuna zbog stlačivosti zraka [17]

Brzina			Greška stlačivosti
m/s	čvor	km/h	
45	87	161	0,5%
90	175	322	2%
134	260	483	4%
179	347	644	7%
224	436	805	11%
268	522	966	16%

3.2. Brzina širenja malih poremećaja

Ako se pretpostavi da se u cijevi na slici 8. nalazi stlačivi fluid koji miruje i ima gustoću ρ i tlak p , te ako u točki A proizvedemo mali poremećaj kratkim udarcem na klip, to će za posljedicu imati povećanje tlaka iza klipa za $dp > 0$. Ukoliko bi fluid bio nestlačiv taj bi se poremećaj prenio do kraja cijevi, dok u stlačivom fluidu taj se poremećaj tlaka i gustoće kreće konačnom brzinom koju zovemo brzina zvuka. [2]

Brzina zvuka nije dakle brzina kojom se čestice fluida kreću kroz cijev, nego brzina kojom putuje poremećaj tlaka ili gustoće kroz cijev. Pri tome treba uočiti da će na mjestima gdje je došao poremećaj, odnosno gdje je došlo do lokalne promjene tlaka i gustoće, također doći do lokalnog gibanja čestica fluida nekom brzinom iz područja višeg u područje nižeg tlaka. [2]



Slika 8. Brzina prijenosa malih poremećaja [2]

3.3. Machov broj

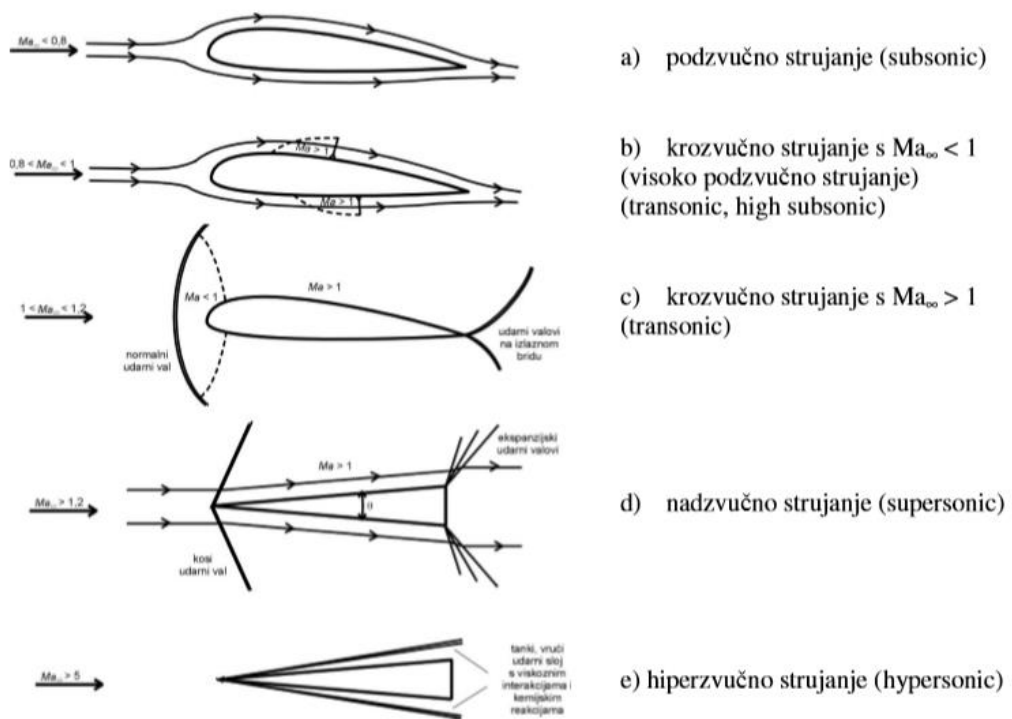
Machov broj je dobio ime po austrijskom fizičaru i filozofu Ernestu Machu. Machov broj (znak Ma), je omjer brzine v nekoga tijela i brzine c zvuka u istom sredstvu, uz jednake okolnosti, tj. $Ma = v/c$. Brzina tijela se u stanovitom sredstvu izražava pomoću jedinice *mah*, što je poseban naziv za brzinu zvuka, tj. $mah = c$, pa se brzina tijela izražava u obliku $v = Ma$. Brzine se prema Machovom broju, razvrstavaju na podzvučne ($Ma < 1$) i nadzvučne ($Ma > 1$). Machov broj osobito je važan u aerodinamici velikih brzina, jer o njemu ovisi stlačivost fluida. Tako se na primjer zrak oko zrakoplova koji leti podzvučnom brzinom može smatrati nestlačivim, dok se kod nadzvučnih brzina, zbog povećane stlačivosti zraka, pojavljuju udarni valovi koji ometaju let. Zbog toga brzine leta nadzvučnih zrakoplova većinom iskazuju Machovim brojem. [6].

Utjecaj Machovog broja dolazi do izražaja kad tijela koja putuju jako brzo u mediju (sredstvu), kao i u nekim napravama, na primjer sapnice, raspršivači i zračni tuneli i općenito svugdje gdje zbog velike brzine strujanja dolazi do pojave stlačivog strujanja. Kako je određen kao omjer dvije iste veličine (odnos dvije brzine), Machov broj nema veličinu. Brzina od 1 Ma odgovara brzini zvuka, koja za primjer u atmosferi pri temperaturi od 15 °C iznosi 340,3 m/s (1.225 km/h). Machov broj ovisi o izentropskom koeficijentu i temperaturi, tako da nije konstantna veličina nego se mijenja sa temperaturom i različit je za različite plinove. [6]

Kako se povećava temperatura fluida, tako se povećava i brzina zvuka u tom fluidu – stvarna brzina tijela koje putuje brzinom od 1 Ma zavisit će o temperaturi fluida u kojem se tijelo giba. Machov broj je koristan jer se fluid mijenja slično kao i sam Machov broj. Dakle, zrakoplov koji leti brzinom od 1 Ma na razini mora (340,3 m/s, 1.225,08 km/h) osjetit će udarne valove na isti način kao i kad bi putovao 1 Ma na visini od 11 000 m, iako bi sada letio brzinom od 295 m/s (1.062 km/h, 86 % brzine od one na razini mora). Može se pokazati kako je Machov broj i omjer inercijskih i elastičnih sila. Machov brojem također pokazuje koliko puta je brzina veća od brzine zvuka, tako na primjer brzina od 2 Macha predstavlja dvostruko veću brzinu od brzine zvuka.

Definirano je pet područja brzina (slika 9.):

- $Ma < 1$ podzvučno (subsonično)
- $Ma = 1$ zvučno (sonično)
- $Ma \approx 0.8$ do 1.3 krozzvučno (transonično)
- $Ma > 1$ nadzvučno (supersonično)
- $Ma > 5$ hiperzvučno (hipersonično) [2]



Slika 9. Podjela strujanja prema Machovom broju [12]

3.3.1. Machov kritični broj

Čestice koje opstrujavaju profil zrakoplova mogu postići lokalnu brzinu ili veću, ako je brzina strujanja manja od brzine zvuka. Mjesto gdje je debljina aeroprofila najveća označavamo točkom A (slika 7.). Na toj točki brzina strujanja biti će veća nego brzina neporemećenog strujanja. Machov kritični broj predstavlja neporemećene struje pri kojemu se na nekom dijelu profila postigne brzina $Ma = 1$ ili veća. Njegova vrijednost ovisi o obliku aeroprofila i napadnom kutu. Stlačivost fluida također može utjecati na strujanje s $Ma > 0,45$.

Kod podzvučnog strujanja oko aeroprofila čija brzina raste od dubokog podzvučnog ($Ma < 0,45$) do velikih podzvučnih brzina promatraju se dvije strujnice oko aeroprofila, kod kojih je jedna duža, a druga kraća. Čestice na svakoj putanji moraju prijeći put za isto vrijeme, te je zbog toga kod kraće strujnice prosječna brzina veća. Maksimalna brzina postiže se u točki A gdje je profil najispupčeniji. Prema Bernoulli-Langartovoj jednadžbi:

$$v_1^2 \frac{\rho}{2} + p_1 = v_2^2 \frac{\rho}{2} + p_2 \quad (8)$$

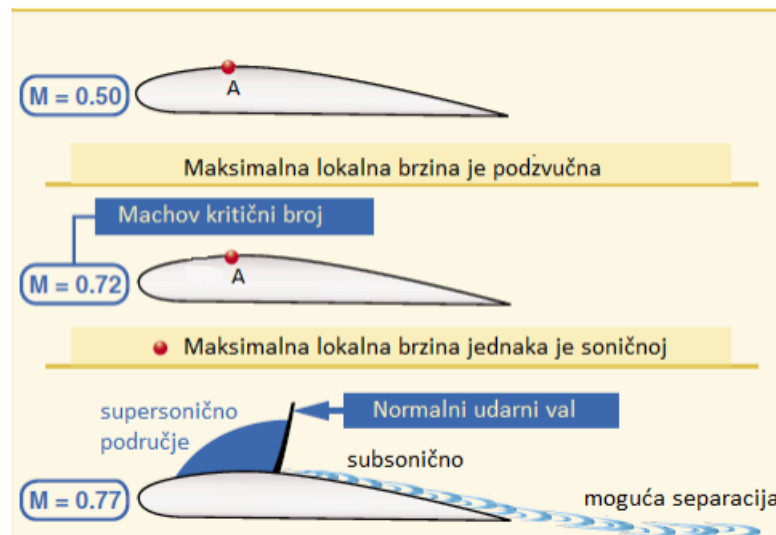
gdje je:

- v_1 – brzina fluida na ulazu u cijev [m/s]
- v_2 – brzina fluida na izlazu iz cijevi [m/s]
- ρ – gustoća [kg/m^3]
- p_1 – statički tlak na ulazu u cijev [Pa]
- p_2 – statički tlak na izlazu iz cijevi [Pa]

u toj točki tlak je minimalan, pa i koeficijent tlaka ima minimalnu vrijednost. Zbog ekspanzije i pada tlaka brzina zvuka je minimalna, a lokalna vrijednost Machovog broja je veća nego u bilo kojoj točki oko aeroprofila. [7]

Ako brzina slobodne struje raste, istovremeno mora rasti i brzina u točki A. Kada brzina u toj točki bude jednaka lokalnoj brzini zvuka u toj točki ($Ma = 1$), slobodna struja je dostigla kritičnu brzinu, a Machov broj slobodne struje svoju kritičnu vrijednost. Tlak je u toj točki minimalan pa se taj koeficijent tlaka naziva kritičnim.

Ako se brzina slobodne struje poveća u odnosu na kritičnu brzinu, u blizini točke A, formira se područje unutar kojega je brzina jednaka ili veća od lokalne brzine, te lokalna vrijednost Machovog broja iznosi $Ma \geq 1$. Nizstrujno od točke A strujnice se šire i dolazi do smanjenja brzine fluida te strujanje postaje podzvučno. Kada se brzina slobodne struje i dalje povećava, neposredno iznad točke A formira se područje nadzvučne brzine do nizstrujne pozicije blizu stražnjeg brida gdje se nadzvučno strujanje terminira normalnim udarnim valom. Promjene na aeroprofilu pri dostizanju Machovog kritičnog broja prikazane su na slici 10. [7]



Slika 10. Machov kritični broj [7]

3.3.2. Podzvučno strujanje

Strujno polje prikazujemo kao podzvučno ako je Machov broj u svakoj točki manji od 1 ($Ma < 1$). Podzvučna strujanja imaju glatke strujnice, bez naglih promjena u nagibu. Budući da je brzina strujanja manja od brzine zvuka, poremećaji u struji (npr. skretanje struje ispred prednjeg brida ili iza izlaznog brida, koji se šire brzinom zvuka) šire se su svim smjerovima i utječu na cijelo strujno polje. Machov broj slobodne struje zraka manji od 1, ne mora značiti i potpuno podzvučno strujanje preko cijelog aeroprofila. Pri prolasku preko aeroprofila, brzina strujanja se povećava iznad brzine slobodne struje i ako je Ma dovoljno blizu 1, lokalni Machov broj može narasti iznad 1 u određenim područjima struje. Općenito se uzimamo da Ma mora biti još manji da bi se osiguralo potpuno podzvučno strujanje. Naravno, ovo je samo kvalitativno poopćenje i ne može se uzeti kao precizna kvalitativna definicija. Nestlačivo strujanje se može prikazati kao specijalni granični sloj podzvučnog strujanja kada Machov broj teži k 0, $Ma \rightarrow 0$. [12]

3.3.3. Okozvučno strujanje

Ukoliko je Ma blizu 1, strujanje može lokalno postati nadzvučno ($Ma > 1$). Na gornjoj i donjoj površini aeroprofila pojavljuju se „džepovi“ s nadzvučnim strujanjem, koji prestaju kroz slabe udarne valove iza kojih strujanje opet postaje podzvučno. Ako se Ma poveća malo iznad 1, nastaje zaobljeni normalni udarni val ispred aeroprofila; iza udarnog vala strujanje je lokalno podzvučno ($Ma < 1$). Ovo podzvučno strujanje potom ekspandira do niskih nadzvučnih vrijednosti preko aeroprofila. Na izlaznom bridu profila nastaju slabi udarni valovi, najčešće u obliku „ribljeg repa“. Ponovo se, općenito, može uzeti da se za tanka, vitka tijela okozvučno strujanje događa pri Machovim brojevima slobodne struje u rasponu $0,8 < Ma < 1,2$. [12]

3.3.4. Nadzvučno strujanje

Strujno polje je nadzvučno ukoliko je Machov broj u svakoj točki veći od 1. Nadzvučna strujanja često su karakterizirana pojavom udarnih valova kroz koje se svojstva strujanja i strujnica mijenjaju skokovito, diskontinuirano (nasuprot glatkim, kontinuiranim promjenama u

podzvučnom strujanju). Za nadzvučno strujanje preko oštrokutnog profila; strujanje ostaje nadzvučno iza kosog udarnog vala koji nastaje na prednjem bridu profila. Ekspanzijski valovi često se pojavljuju u nadzvučnom strujanju. I ovdje je uvjet $Ma > 1,2$ čisto kvalitativnog karaktera. Ako se na primjer kut profila dovoljno poveća, kosi udarni val će se odvojiti od prednjeg brida profila i oblikovat će se jaki zaobljeni normalni udarni val ispred profila, te područje podzvučnog strujanja iza udarnog vala. Dakle, potpuno nadzvučno strujanje je narušeno ukoliko je kut dovoljno velik pri određenom broju Ma . Odvajanje udarnog vala može se dogoditi pri bilo kojoj vrijednosti Machovog broja većoj od 1, što također pokazuje da je uvjet $Ma > 1,2$ samo orijentacijska vrijednost. Poremećaji nastali u nekoj točki struje ne mogu se širiti uzstrujno (kao u podzvučnom strujanju) jer je lokalna brzina u nadzvučnom strujanju veća od brzine zvuka,. Ova osobina je jedna od najvažnijih fizikalnih razlika između podzvučnog i nadzvučnog strujanja. To je osnovni razlog zašto se udarni valovi događaju u nadzvučnom strujanju, a ne u podzvučnom strujanju. [12]

3.3.5. Hiperzvučno strujanje

Ako ponovno promotrimo profil sa konstantnim kutom i pretpostavimo daljnje povećanje Machovog broja iznad 1, udarni valovi se približavaju površini profila. Također, povećava se jakost udarnog vala, što dovodi do značajnog povećanja temperature u području iznad udarnog vala i površine profila (udarni sloj). Ako je Ma dovoljno velik, udarni sloj postaje dovoljno tanak pa dolazi do međudjelovanja između udarnog vala i viskoznog graničnog sloja na površini profila. Temperatura u udarnom sloju postaje dovoljno visoka da omogućava razvoj kemijskih reakcija u zraku. Molekule kisika i dušika se cijepaju tj. dolazi do disocijacije molekula plina. Dakle, kad Machov broj dovoljno naraste tako da viskozne interakcije i kemijske reakcije postaju dominantna pojava strujanju, takovo strujno polje naziva se hiperzvučnim. Ovdje je, također, vrijednost $Ma > 5$ orijentacijskog karaktera. Hiperzvučna aerodinamika naročito se proučavala u periodu od 1955. do 1970. jer se svemirska vozila vraćaju u Zemljinu atmosferu s Machovim brojem između 25 i 36. Danas je hiperzvučna aerodinamika samo dio cijelog spektra stvarnih brzina leta. [12]

4. AEROPROFILI I KRILA ZA OKOZVUČNI I NADZVUČNI LET

4.1. Geometrijska svojstva aeroprofila i krila

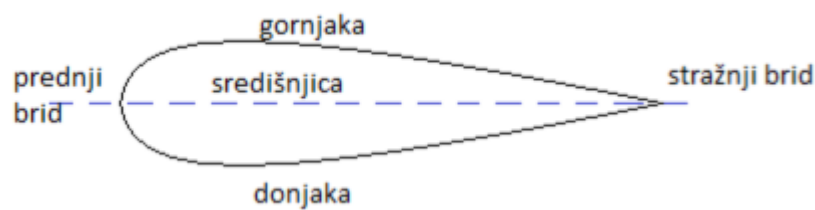
Aeroprofil krila je vertikalni presjek krila koji ima specifičan izgled, odnosno aerodinamički oblik. Ovisno o području brzina za koje je namijenjeno zavisi oblik aeroprofila. Oblikovan je u smislu promjene presjeka po dubini radi primjene Bernulijevog zakona i Zakona kontinuiteta. Profili mogu biti nesimetrični i simetrični. Nesimetrični aeroprofili su pogodniji za zrakoplove malih brzina, a prema izgledu dijele se na ravne, ispupčene i izdubljene. Simetrični profili su oni koje tetiva dijeli na dva simetrična dijela, oni daju najmanji otpor ali i najmanju silu potrebnu za stvaranje uzgona. Na zrakoplovima malih brzina primjenjuju se samo za repne površine.

One aeroprofile kod kojih je maksimalna debljina aeroprofila povučena unatrag od 40 do 50% aerodinamičke tetive nazivamo laminarni aeroprofili, a primjenjuju se kod zrakoplova koji lete velikim brzinama dok je kod turbulentnih aeroprofila maksimalna debljina aeroprofila povučena je unaprijed u odnosu na laminarne aeroprofile i nalazi se na 20 do 30 % tetive. Primjenjuju se na zrakoplovima malih brzina. [9]

Aerotijelo ima visok stupanj prilagodbe strujanju fluida koji se iskazuje u postojanju malog kuta između pravca vektora brzine slobodnog strujanja i tangente na većem dijelu površine tijela. Cilj te prilagodbe je smanjenje otpora gibanja tijela kroz fluid. Aeroprofil predstavlja oblik tijela koje će u strujanju oko njega stvarati uzgon uz relativno mali otpor, a dobiva se poprečnim presjekom krila i ravnine koja je paralelna s vertikalnom simetrijom zrakoplova (slika 11). Oblik aeroprofila se može mijenjati duž krila. Krajnja točka aeroprofila s koje fluid napušta aeroprofil naziva se stražnji brid, a njoj najudaljenija točka s prednje strane naziva se prednji brid. Dio konture aeroprofila od prednjeg brida do stražnjeg brida s gornje strane naziva se gornjaka, a s donje strane donjaka.

Nadzvučni aeroprofili obično imaju tanki dio oblikovan od ukošene ravnine ili suprotnih lukova koji se još nazivaju bikonveksni aeroprofili, s vrlo ostrim prednjim i stražnjim rubom. Oštri rubovi sprječavaju formiranje udarnih valova ispred aeroprofila prilikom leta. [7]

Krilo zrakoplova mora biti pravilno oblikovano i dimenzionirano da bi se stvorio potreban uzgon koji je nadalje potreban radi stvaranja uvjeta za održavanje željenog režima leta ili izvršavanje određenih manevara. Krila su aerodinamičke površine koje se dobiju nizanjem aeroprofila jedan do drugog. Krila stvaraju uzgonske sile koje pomažu pri održavanju zrakoplova u letu i omogućavaju upravljanje zrakoplovom. [7]



Slika 11. Aerofil [7]

Aerodinamičke karakteristike aeroprofila najviše ovise o njegovoj relativnoj debljini i skeletnoj liniji koja utječe na aerodinamičke karakteristike svojim oblikom i položajem najveće krivine. Različiti aeroprofil daju različite karakteristike u letu.

Da bi se stvorio uzgon koji je potreban zbog stvaranja uvjeta za održavanje određenog režima leta ili izvršenje određenih manevara, krilo zrakoplova mora biti pravilno oblikovano i dimenzionirano. Krila su aerodinamičke površine koje dobijemo nizanjem aeroprofila jedan do drugog. Uzgonske sile koje stvaraju krila zrakoplova pomažu pri održavanju zrakoplova u letu i omogućuju upravljanje zrakoplovom. Na krilu se stvara sila uzgona i zajedno s horizontalnim dijelom repa je noseća površina zrakoplova i zbog toga predstavlja najvažniji element zrakoplova. O kvaliteti krila ovise aerodinamičke karakteristike zrakoplova, zato se izboru oblika krila posvećuje najviše pažnje. Potrebno je odrediti profil krila, vitkost, oblik u ravnini, suženje strijele, površinu, te mehanizaciju krila. [10]

Okozvučni i nadzvučni aeroprofil obično imaju tanki dio oblikovan od ukošene ravnine ili suprotnih lukova koji se još nazivaju bikonveksni aeroprofil, koji imaju oštri prednji i stražnji rub. Oštri rubovi sprječavaju formiranje udarnih valova ispred aeroprofila prilikom leta. Takav oblik

aeroprofila je suprotan obliku aeroprofila za podzvučne letove, koji često imaju zaobljene rubove kako bi smanjili odvajanje u širokom rasponu napadnog kuta. Zaobljeni rub aeroprofila će se ponašati kao tupo tijelo, te bi se prilikom okozvučnih i nadzvučnih letova formirali udarni valovi koji bi uvelike povećali otpor. Budući da zaobljeni aeroprofil smanjuju mogućnost odvajanja strujnica i nastanak udarnih valova, oštri aeroprofil podrazumijevaju da će biti osjetljiviji na promjene kod napadnog kuta. Zrakoplovi s okozvučnim i nadzvučnim aeroprofilima koriste uređaje za povećanje uzgona, kako bi se povećao uzgon pri manjim brzinama. [7]

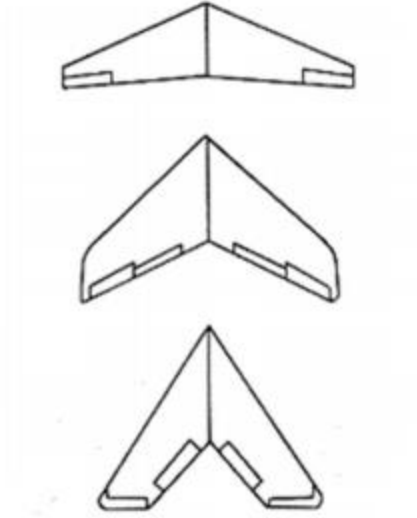
4.2. Strjelasto krilo

Strjelasto krilo, koje je prikazano na slici 12., je krilo koje može biti okrenuto unatrag ili unaprijed. Takvo krilo posebno je dizajnirano kako bi se koristilo za let pri velikim brzinama, a ponekad se također koristi zbog bolje vidljivosti pri vizualnom letenju kako bi se ojačala cijela struktura zrakoplova. [9]



Slika 12. Strjelasto krilo [10]

Korištenje strijele krila pri velikim brzinama prvi se put počelo istraživati u Njemačkoj 1935. godine, ali nije se počelo primjenjivati do samog kraja drugog svjetskog rata.



Slika 13. Veliki i mali kut strijele [10]

Strjelasto krilo počelo se koristiti na borbenim zrakoplovima prve generacije kao što su MIG 15 (slika 14.) i F 86 Sabre i pokazalo se kao puno povoljnije rješenje za borbene zrakoplove od zrakoplova s ravnim krilima, te se postepeno sve više povećavao kut strijele na krilu kao što je prikazano na slici 13. Nakon Korejskog rata strjelasto se krilo počelo koristiti na svim, osim na najsporijim zrakoplovima. [10]

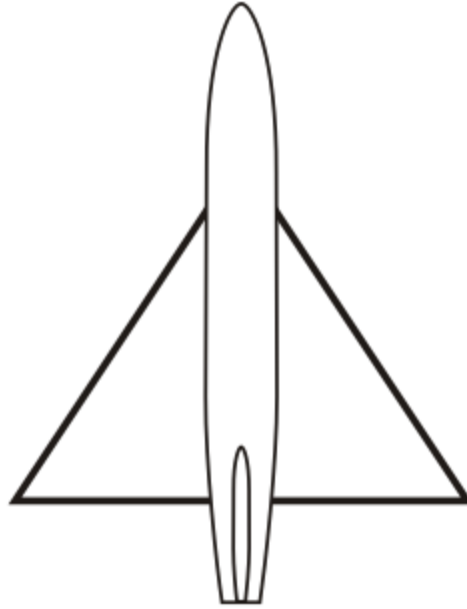


Slika 14. MIG 15 [13]

4.3. Delta krilo

Delta krila je krilo u obliku trokuta, a dobio je ime jer je oblik sličan grčkom slovu delta (slika 15). Ovaj oblik počeo se proizvoditi u drugom svjetskom ratu kada je Alexander Lippisich 1931. godine poletio svojim prvim zrakoplovom koji je koristio vrlo mali kut na vrhovima krila tako da se oblik činio pomalo ravan. [10]

Delta krila se najčešće koriste pri nadzvučnim brzinama. Glavna prednost delta krila je ta da prednji rub krila neće formirati udarni val formiran na nosu trupa prilikom prijelaza sa transsonične na supersoničnu brzinu, te zbog svog oblika omogućuju visoku upravljivost zrakoplovom. Također prednost delta krila je u tome što se napadni kut povećava jer prednji rub krila stvara vrtlog koji ubrzava protok, te samim time daje delta krilima viši kritični napadni kut. Dodatne prednosti delta krila su jednostavnost proizvodnje, snaga i znatno veći unutarnji prostor za gorivo ili drugu opremu. Brzina slijetanja zrakoplova s delta krilima je također vrlo velika jer delta krila ne stvaraju mnogo uzgona pri malim brzinama. [7]



Slika 15. Delta krilo [7]

4.4. Utjecaj zakošenja krila na Machov kritični broj

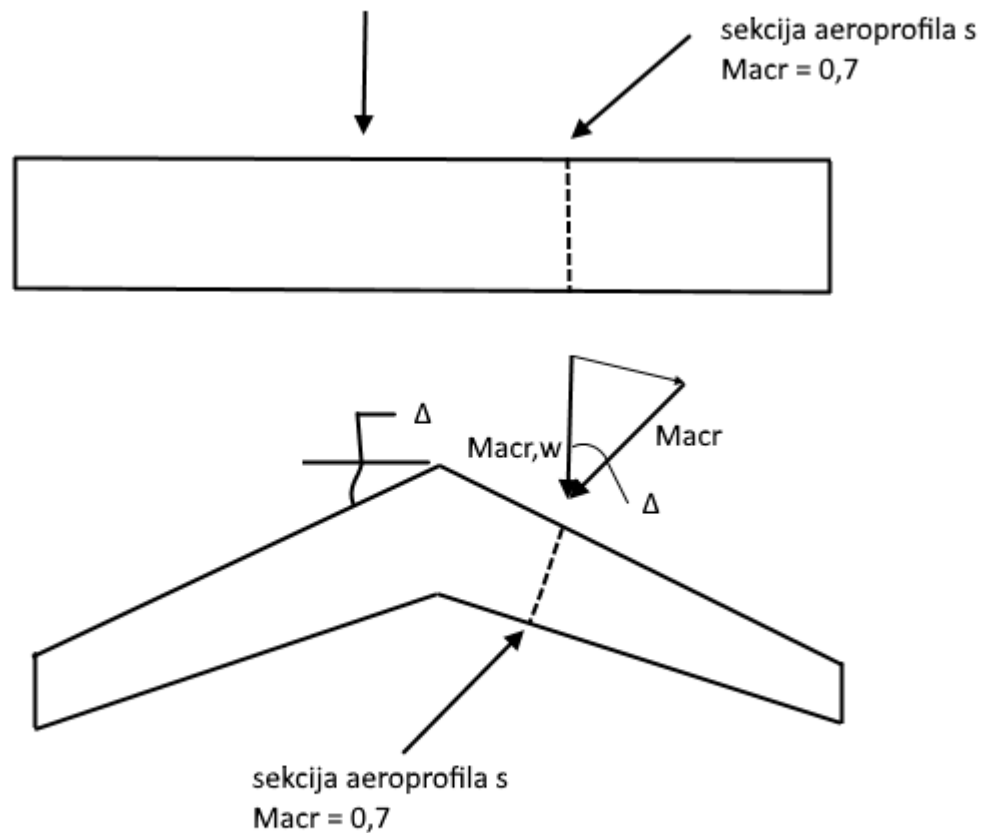
Vektor brzine može se razložiti na dvije komponente – onu koja je okomita na napadni rub krila i onu komponentu uzduž napadnog ruba. Za određivanje kritičnog Machovog broja uzimamo u obzir samo komponentu brzine koja prelazi preko lokalnog aeroprofila na liniju napadnih rubova krila.

$$Ma_{cr,w} = \frac{Ma_{cr}}{\cos \Delta} \quad (9)$$

gdje su:

- $Ma_{cr,w}$ - Machov kritični broj krila
- Ma_{cr} – Machov kritični broj
- Δ – kut nagiba napadnog ruba strijele [rad]

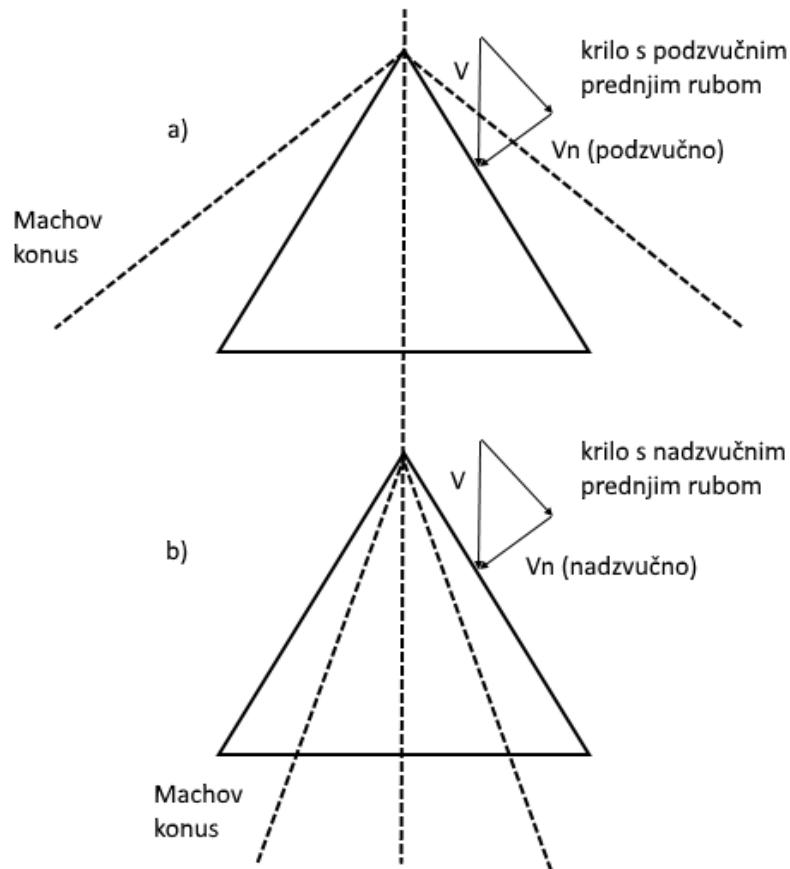
Ako aeroprofil ima Machov kritični broj $Ma_{cr} = 0,7$, a strelasto krilo izrađeno od tog istog aeroprofila ima kut nagiba napadnog ruba strijele $\Delta = 30^\circ$, Machov kritični broj za to krilo povećao bi se na 0,81. Povećanjem Machovog broja povećava se i Machov broj divergencije otpora, a ukupni otpori u okozvučnom području se značajno smanjuju. Prema tome povećanje kuta strijele krila povećava Machov kritični broj (slika 16.), a u okozvučnom području snažno smanjuje otpor, te se smanjuje gradijent krivulje uzgona i maksimalni koeficijent uzgona. [7]



Slika 16. Utjecaj zakošenja krila na Machov kritični broj [2]

4.5. Tlak, uzgon i otpor kod krila za okozvučne i nadzvučne brzine

Strijela prednjeg ruba krila bira se tako da pri brzini nadzvučnog krstarenja bude malo iza Machovog konusa, a ne da Machov konus presijeca krilo.



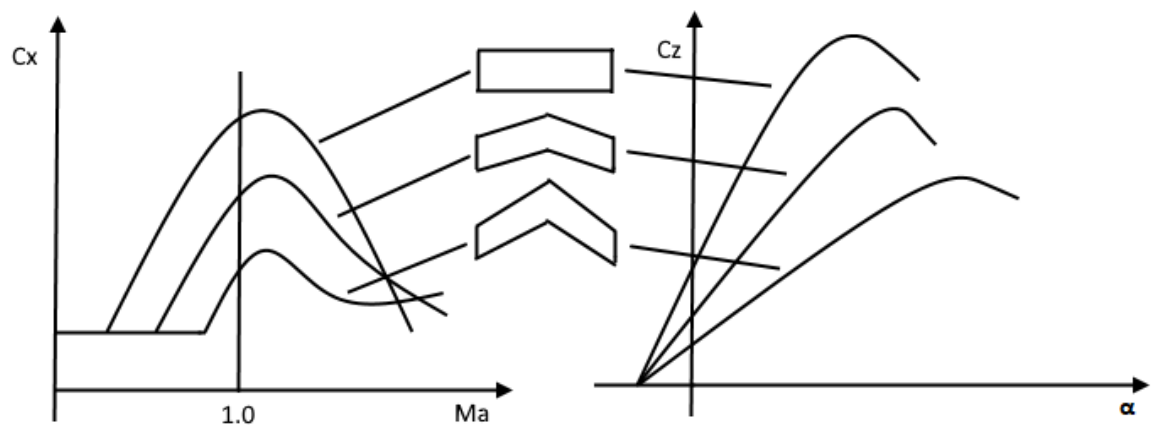
Slika 17. Delta krilo s podzvučnim i nadzvučnim rubom [11]

Za određeni Machov broj kod krila na slici 17. pod a) napadni rub je izvan Machovog konusa. U tom slučaju komponenta brzine okomita na napadni rub krila je u nadzvučnom području, te će se zbog toga na krilu pojaviti udarni val koji će imati za posljedicu povećane valne otpore. U drugom slučaju, na slici 17. pod b) napadni rub se nalazi unutar Machovog konusa, pa se komponenta brzine okomita na napadni rub nalazi u dozvučnom području, što će kao rezultat imati

manji valni otpor. Dakle, u projektnim režimima leta, strijela krila mora biti tako određena da se nalazi unutar Machovog konusa kako bi se mogao dobiti željeni efekt smanjenja otpora (slika 17.).

Nedostatci ovakvog tipa krila i aeroprofila za nadzvučne brzine su konstrukcijske prirode, tj. osiguranju dovoljne čvrstoće, također loše značajke zbog osjetljivosti na pojavu odvajanja strujnica na dozvučnim brzinama i loša bočna upravljivost prilikom slijetanja.

Na slici 18. se vidi da kod većih nadzvučnih brzina pravokutno krilo (odnosi se na krilo male vitkosti) ima čak manje otpore nego delta krila. To je zato što kod nadzvučnih brzina raste utjecaj valnih otpora u odnosu na inducirane otpore. Inducirani otpori rastu smanjivanjem vitkosti, ali se smanjuju valni otpori. Takvu konstrukciju krila ima npr. Zrakoplov Lockheed F-104. Jasno da će zbog male vitkosti njegove značajke na malim brzinama biti smanjene, ali on je projektiran da bude efikasan presretač na većim brzinama. [2]

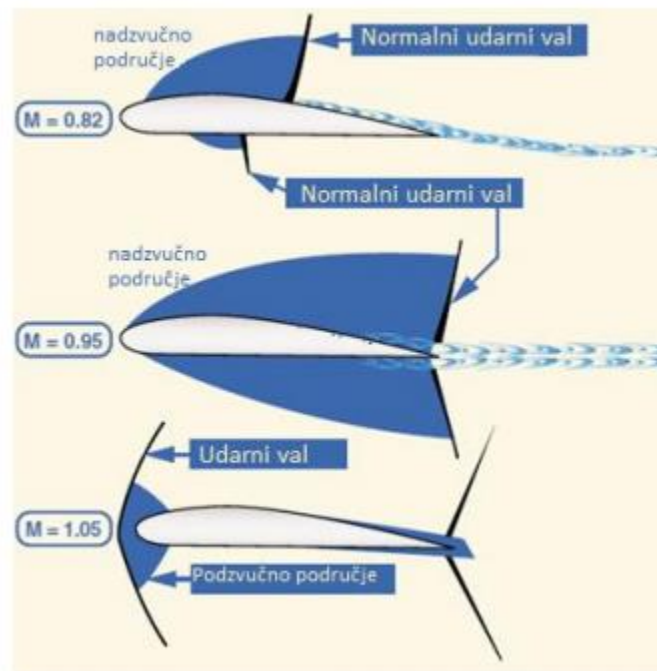


Slika 18. Promjena koeficijenta otpora i uzgona za pravokutno i strjelasto krilo [2]

5. POJAVE PRI POVEĆANIM BRZINAMA LETA

Promatramo profil u struji zraka koji se nalazi pri različitim brzinama strujanja, pri čemu brzina neporemećene struje zraka ostaje manja od brzine zvuka, slika 19. Za ovaj slučaj možemo uočiti dva režima strujanja. Prvi režim: brzina strujanja je u svim točkama podzvučna ili subsonična. U drugom režimu Machov broj u neporemećenom strujanju je manji od jedan, ali oko profila je strujanje s Machovim brojem većim od jedan. To znači da je u neporemećenom strujanju Machov broj veći od kritičnog Machovog broja. Takav tip strujanja nazivamo okozvučno ili transonično strujanje

Na kraju lokalnog područja nadzvučnog područja, a nakon pojave nadzvučnog strujanja, počinje se razvijati udarni val koji je okomit na površinu. Udarni val se pomiče prema izlaznom rubu nakon porasta Machovog broja. Prilikom prolaska kroz udarni val, brzina zraka naglo padne na podzvučnu vrijednost, dok tlak i gustoća porastu. [2]

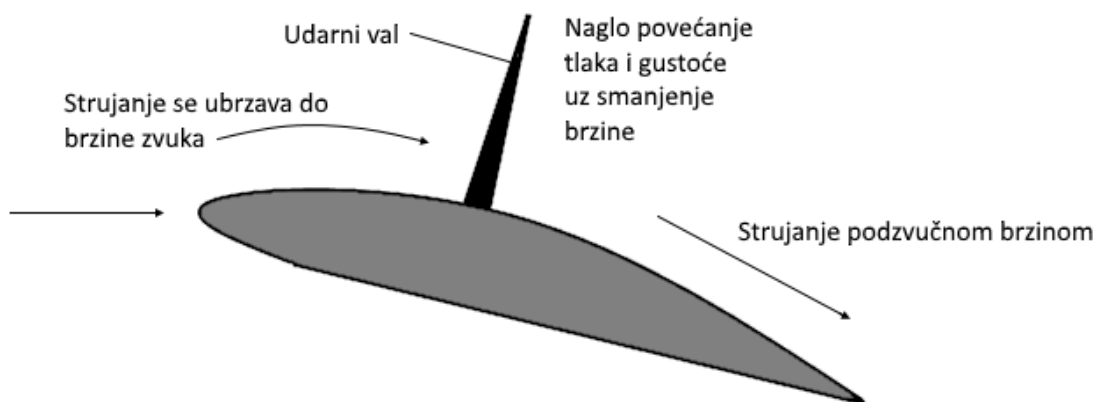


Slika 19. Pojave pri povećanim brzinama strujanja [2]

Zbog pojave udarnih valova naglo porastu otpori, nastaje „zvučna barijera“. Također naglo povećanje tlaka iza udarnog vala pogoduje pojavi odvajanja strujnica i slomu uzgona. „Buffeting“ odnosno vibracije nastaju prilikom nasilnog odvajanja strujnica od površine krila. [2]

5.2. Udarni val

Da bi bolje razumjeli što je udarni val valja se vratiti temeljnim razmatranjima i promotriti aeroprofil u struji zraka. Kada se brzina opstrujavanja oko aeroprofila poveća dolazi do odvajanja strujnica od površine aeroprofila što je prvi pokazatelj da se događaju promjene u opstrujavanju. To odvajanje se javlja na brzinama manjim od brzine zvuka.



Slika 20. Pojava udarnog vala na aeroprofilu [17]

Udarni val se može prikazati kao crta pod otprilike pravim kutom na površinu tijela, koju obilježava nagli skok u tlaku i gustoći zraka zbog čega dolazi do zastajanja struje zraka i pada brzine strujanja. Javlja se sklonost odvajanja strujnica i nastanka turbulentnog traga od točke gdje udarni val dodiruje aerotijelo, a to je blizu položaja najveće zakrivljenosti, odnosno na mjestu gdje je brzina strujanja najveća.

Općenito možemo reći da se okomiti udarni val javlja tamo gdje nadzvučno strujanje prirodno prelazi u podzvučno (nikad obrnuto) odnosno udarni val nastaje kad se slijedni poremećaji strujanja zraka, budući lokalno ostvareno nadzvučno strujanje, sustignu (slika 20.).

Prolaskom strujanja kroz udarni val dolazi do naglog i značajnog porasta gustoće zraka, raste tlak i temperatura, a opada brzina. Međutim, možda je od svega najvažnije odvajanje strujnica koje je izazvano udarnim valom (mada se može reći i da je udarni val izazvan odvajanjem strujnica). Zbog svega ovog navedenog dolazi do značajnog povećanja otpora, čak do deset puta. Ukoliko je riječ o aeroprofilu dolazi do smanjenja uzgona, te budući da je došlo do preraspodjele tlakova po dubini aeroprofila, mijenja se položaj središta potiska i dolazi do pojave propinjućeg momenta koji može narušiti ravnotežu zrakoplova. Istovremeno vrtložni će trag izazvati značajno podrhtavanje osobito ako su njime zahvaćene repne površine. Budući da sve navedeno podsjeća na predznake koji prate slom uzgona slijedi da zbog udarnog vala može doći do tzv. udarnog sloma uzgona. Glavna razlika je ta što se normalni slom uzgona javlja na velikim napadnim kutovima, dok je za udarni slom uzgona vjerojatniji mali napadni kut. [17]

5.3. Zvučna barijera („zvučni zid“)

Zvučna barijera odnosno zvučni zid je aerodinamička pojava koja nastaje pri dosezanju brzine zvuka neke letjelice ili nekog drugog objekta. Premda se zrak pri malim brzinama strujanja smatra nestlačivim fluidom, pri većim brzinama postaje stlačiv. Tako zrakoplov u letu stvara poremećaj tlaka okolnoga zraka, koji se pri manjim brzinama strujanja nalazi neznatno ispred zrakoplova. Kada zrakoplov dosegne brzinu zvuka, stvara se poremećaj tlaka neposredno ispred zrakoplova, otpor sredstva znatno poraste, pa nastanu udarni valovi, koji promatrači na tlu doživljavaju kao prasak (takozvano probijanje zvučnog zida) koje je prikazano na slici 21.



Slika 21. Probijanje zvučnog zida [15]

Zvuk ustvari predstavlja slijedno zgušnjavanje i prorjeđivanje medija u ovom slučaju zraka. Zrakoplov tijekom kretanja kroz zrak izaziva poremećaje kontinuiteta zraka odnosno formira zračne valove slično onome što čini brod kada plovi. Dolazi do promjene tlaka zraka tj. do titranja čestica zraka u pravcu širenja vala, a brzina poremećaja jednaka je brzini zvuka.

Amplituda zvučnih valova se povećava sa povećanjem brzine leta tj. dolazi do povećanja tlaka zraka na isturenim dijelovima zrakoplova. Što je zrakoplov bliži brzini zvuka to se poremećaj tlaka zraka približava zrakoplovu tako da se ne stigne proširiti ispred i „obavijestiti“ čestice zraka o nailasku poremećaja. Molekule „neobaviještenog“ zraka nalijeću na aeroprofil zrakoplova slijedeći njegov oblik, što ima za posljedicu povećanje tlaka, gustoće i temperature zraka u vrlo kratkom vremenskom razdoblju. Prilikom prelaska na nadzvučnu brzinu leta zrak na pojedinim dijelovima zrakoplova, obično kabina pilota i spoj krila i trupa, stvara zračne valove koji putuju ispred zrakoplova tj. probijanja brzine zvuka. Ispred zrakoplova se formira prepreka sastavljena od valova malog poremećaja koju se naziva zvučnim zidom. U trenutku prelaska brzine zvuka događa se skokovita i vremenski kratka promjena parametara zraka, te poremećaj zraka prelazi iza zrakoplova. Zrakoplov tijekom leta nadzvučnim brzinama neprekidno oblikuje zvučne valove koji se šire duž njegove putanje. Slikovito rečeno to izgleda slično situaciji kada pilot izvodi zrakoplovom manevar, oštri zaokret ili naglo propinjanje, zvučni zid će putovati ka tlu ispred zrakoplova.

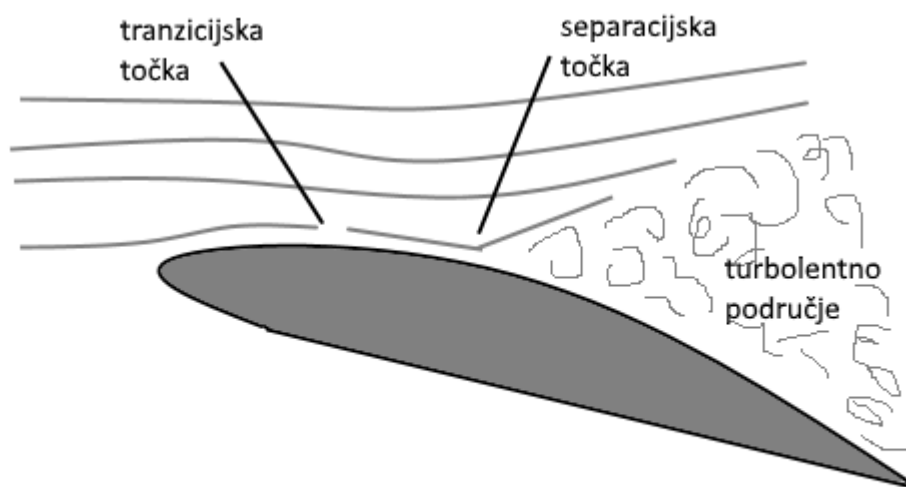
Zvuk koji se može čuti na tlu tj. iznenadni prasak zračnih valova koji su nastali na dijelovima zrakoplova prilikom prelaska na nadzvučne brzine. U stvari može se čuti dva praska: prvi je u trenutku prelaska sa podzvučne na nadzvučnu brzinu, a drugi prilikom povratka sa nadzvučne u podzvučnu brzinu. Promjena tlaka zraka prouzročena zvučnim zidom je zanemarive veličine što je otprilike jednako tlaku koji bi iskusili ako bi nas lift spustio za dva kata niže brže nego obično. Upravo promjena magnitude vršnog tlaka opisuje pojam zvučnog zida. [15]

Vršne su se brzine približavale brzini zvuka sa razvojem zrakoplova, pa je razoran utjecaj udarnih valova postao očit, jer su neki zrakoplovi bili znatno oštećeni pri letu u tom području brzina. Zbog toga se dugo vjerovalo da zrakoplov ne može nadmašiti brzinu zvuka. Ipak su nakon Drugog svjetskog rata američki inženjeri, primjenjujući rezultate njemačkih istraživanja, konstruirali raketni zrakoplov X-1 kojim je 1947. pilot Chuck Yeager prvi probio zvučni zid, a poslije su i neki putnički zrakoplovi (Concorde, Tupoljev Tu-144) letjeli brzinom zvuka. [16]

Zbog tog razloga kod današnjih zrakoplova brzina se izražava Machovim brojem. Prasak koji promatrači čuju kada u njihovoj blizini prođe zrakoplov nije povezan s tim trenutkom, već se čuje prasak kada zrakoplov putuje bilo kojom većom brzinom od brzine zvuka. [15]

5.4.Odvajanje strujnica

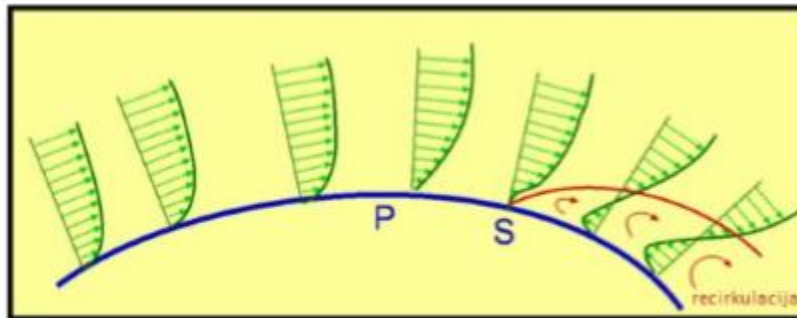
Strujanje u graničnom sloju se mijenja u uvjetima kad je gradijent tlaka različit od nule. U prvom dijelu aeroprofila tlak pada jer čestice zraka povećavaju brzinu. Nakon što dostigne najveću brzinu, smanjuje se pa se tlak povećava (slika 22.). [2]



Slika 22. Odvajanje strujnica [7]

Ako se promotri slika 23, geometrija površine je takva da je na početku gradijent tlaka povoljan, a u točki P mu se suprotstavlja negativan gradijent tlaka usporavajući utjecaj smicanja u graničnom sloju. Negativni gradijent zatim počinje usporavati. Taj se efekt osjeti snažnije u područjima u blizini zida gdje je moment niži nego u područjima u blizini slobodnog protoka. Brzina u blizini zida se smanjuje, a granični sloj zgusne. Kontinuirano usporavanje protoka dovodi zid do smicanja na točku S do nule. Od te točke nadalje, naprezanja postaju negativna, te se protok obrće i razvija se područje recikliranog protoka koji više ne slijedi obrise letenja, te se zbog toga kaže da je odvojen. Točka S se naziva točkom razdvajanja (engl. *Separation point*), jer u njoj

počinje odvajanje strujnica od stijenke i nastaje područje ispunjeno vrtlozima koje se naziva vrtložna brazda.



Slika 23. Odvajanje strujnica u točki S [7]

Odvajanje se može postići ako se poveća napadni kut pri kojemu nailaze čestice zraka, time se mijenja gradijent tlaka uz stijenku. Pri pojavi odvajanja strujnica dolazi do povećanja otpora i pada – sloma uzgona. [7]

6. ZAKLJUČAK

Zrak je fluid, te predstavlja medij kroz koji zrakoplovi lete. Za potpuno definiranje zraka potrebno je poznavati svojstva koja fluidi imaju poput gustoće, tlaka, viskoznosti, stlačivosti. Svojstvo stlačivosti fluida utječe na letna svojstva zrakoplova odnosno na njegovu brzinu. U zrakoplovstvu se brzina mjeri pomoću Machovog broja, te se pomoću Machovog broja mogu definirati područja brzina na kojima zrakoplovi lete.

S obzirom na stlačivost zraka i veličinu Machovog broja brzine se mogu se podijeliti u pet područja, a to su: $Ma < 1$ podzvučno (subsonično), $Ma = 1$ zvučno (sonično), $Ma \approx 0.8$ do 1.3 krozzvučno (transonično), $Ma > 1$ nadzvučno (supersonično), $Ma > 5$ hiperzvučno (hipersonično). U ovom radu naglasak je stavljen na dva područja a to su krozzvučno odnosno okozvučno i nadzvučno područje. Na manjim brzinama utjecaj stlačivosti zraka se može zanemariti, dok je na većim brzinama utjecaj stlačivosti vrlo bitan za let.

Machov kritični broj predstavlja broj neporemećene struje pri kojemu se na nekom dijelu aeroprofila postigne brzina $Ma = 1$ ili veća. Nakon što se dostigne vrijednost Machovog kritičnog broja, tlak u toj točki je minimalan, te dolazi do pojave udarnih valova.

Prilikom leta na višim brzinama odnosno na brzinama oko brzine zvuka i većim od brzine zvuka zrakoplovi su se susreli sa pojavama s kojima se do tada nisu susretali poput odvajanja strujnica ,pojave udarnih valova, probijanja zvučnog zida do kojeg dolazi do stlačivosti zraka, te je bilo potrebno prilagoditi samu konstrukciju zrakoplova na te pojave, odnosno bilo je potrebno prilagoditi aeroprofil i krila zrakoplova za brzine veće od brzine zvuka. Najbolje rješenje ponudila su krila strjelastog i delta oblika jer zbog svog oblika odgađaju pojavu udarnih valova, povećavaju napadni kut, te omogućavaju bolju upravljivost zrakoplovom.

LITERATURA

- [1] Andreić Ž.: Temelji mehanike fluida, Sveučilište u Zagrebu, Rudarsko – geološko – naftni fakultet, Zagreb, 2014.
- [2] Bazijanac E.: Tehnika zračnog prometa 1, Osnove teorije letenja 1. Dio, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2000.
- [3] https://www.e-sfera.hr/dodatni-digitalni-sadrzaji/9cc5175a-a76b-4141-9105-25d96edd7da1/assets/interactivity/2_1_4_atmosferski_tlak/mjerenje_tlaka.html (pristupljeno: srpanj 2019.)
- [4] <https://docplayer.gr/23871706-Vjezba-1-mjerenje-tlaka.html> (pristupljeno: srpanj 2019.)
- [5] <https://b2b.partcommunity.com/community/knowledge/hr/detail/7975/Brzina+zvuka> (pristupljeno: srpanj 2019.)
- [6] <https://www.wikiwand.com/hr/Mach> (pristupljeno: srpanj 2019.)
- [7] Žarković I.: Aerodinamička svojstva aeroprofila za povećanje brzine leta, Fakultet prometnih znanosti, Završni rad, Zagreb, 2015.
- [8] <http://www.free-online-private-pilot-ground-school.com/aerodynamics.html> (pristupljeno: srpanj 2019.)
- [9] Vidović A.: Osnove tehnike zračnog prometa, Autorizirana predavanja, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet prometnih znanosti, Zagreb, 2002.
- [10] Oršulić E.: Utjecaj aeroprofila i oblika krila na aerodinamička svojstva zrakoplova, Fakultet prometnih znanosti, Završni rad, Zagreb, 2017.
- [11] Kesić P.: Osnove aerodinamike, Sveučilište u Zagrebu, Fakultet strojarstva i brodogradnje u Zagrebu, Zagreb, 2003.
- [12] <http://davorfrankovic.tripod.com/AERODINAMIKA-VISOKIH-BRZINA/UVOD.PDF> (pristupljeno: srpanj 2019.)
- [13] https://www.google.com/search?q=mig+15&source=lnms&tbm=isch&sa=X&ved=0ahUKEwih0dHEzOvjAhXdHEzOvjAhXwwY_AUIESgB&biw=1280&bih=864#imgcr=A2c6Kqj_zXRdxM: (pristupljeno: srpanj 2019.)
- [14] https://hr.wikipedia.org/wiki/Aerodinami%C4%8Dki_otpor (pristupljeno: kolovoz 2019.)

- [15] https://hr.wikipedia.org/wiki/Zvu%C4%8Dni_zid (pristupljeno: kolovoz 2019.)
- [16] <http://www.enciklopedija.hr/Natuknica.aspx?ID=67592> (pristupljeno: kolovoz 2019.)
- [17] <https://pdfslide.net/documents/8-temelji-mehanike-leta-velikih-brzina.html> (pristupljeno: kolovoz 2019.)

POPIS SLIKA

<i>Slika 1. Promjena oblika čestice fluida.....</i>	<i>4</i>
<i>Slika 2. Definicija gustoće kao homogene tvari (lijevo) i nehomogene tvari (desno)</i>	<i>5</i>
<i>Slika 3. Mjerenje tlaka</i>	<i>7</i>
<i>Slika 4. Apsolutni i relativni tlak.....</i>	<i>8</i>
<i>Slika 5. Newton-ov pokus za određivanje viskozne sile</i>	<i>9</i>
<i>Slika 6. Promjena volumena pod djelovanjem tlaka.....</i>	<i>12</i>
<i>Slika 7. Mehanizam upozorenja.....</i>	<i>15</i>
<i>Slika 8. Brzina prijenosa malih poremećaja.....</i>	<i>16</i>
<i>Slika 9. Podjela strujanja prema Machovom broju</i>	<i>18</i>
<i>Slika 10. Machov kritični broj</i>	<i>20</i>
<i>Slika 11. Aeroprofil.....</i>	<i>24</i>
<i>Slika 12. Strjelasto krilo.....</i>	<i>25</i>
<i>Slika 13. Veliki i mali kut strijele.....</i>	<i>26</i>
<i>Slika 14. MIG 15</i>	<i>27</i>
<i>Slika 15. Delta krilo</i>	<i>28</i>
<i>Slika 16. Utjecaj zakošenja krila na Machov kritični broj</i>	<i>29</i>
<i>Slika 17. Delta krilo s podzvučnim i nadzvučnim rubom.....</i>	<i>30</i>
<i>Slika 18. Promjena koeficijenta otpora i uzgona za pravokutno i strjelasto krilo</i>	<i>31</i>
<i>Slika 19. Pojave pri povećanim brzinama strujanja.....</i>	<i>32</i>
<i>Slika 20. Pojava udarnog vala na aeroprofilu.....</i>	<i>33</i>
<i>Slika 21. Probijanje zvučnog zida.....</i>	<i>34</i>
<i>Slika 22. Odvajanje strujnica.....</i>	<i>36</i>
<i>Slika 23. Odvajanje strujnica u točki S.....</i>	<i>37</i>

POPIS TABLICA

<i>Tablica 1. Gustoća nekih fluida na tlaku od 1,013 bara i danim temperaturama.....</i>	<i>6</i>
<i>Tablica 2. Osobine zraka pri standardnom atmosferskom tlaku $p = 1,013$ bara.....</i>	<i>11</i>
<i>Tablica 3. Greška proračuna zbog stlačivosti zraka</i>	<i>15</i>



Sveučilište u Zagrebu
Fakultet prometnih znanosti
10000 Zagreb
Vukelićeva 4

IZJAVA O AKADEMSKOJ ČESTITOSTI I SUGLASNOST

Izjavljujem i svojim potpisom potvrđujem kako je ovaj _____ završni rad
isključivo rezultat mog vlastitog rada koji se temelji na mojim istraživanjima i oslanja se na
objavljenu literaturu što pokazuju korištene bilješke i bibliografija.
Izjavljujem kako nijedan dio rada nije napisan na nedozvoljen način, niti je prepisan iz
necitiranog rada, te nijedan dio rada ne krši bilo čija autorska prava.
Izjavljujem također, kako nijedan dio rada nije iskorišten za bilo koji drugi rad u bilo kojoj drugoj
visokoškolskoj, znanstvenoj ili obrazovnoj ustanovi.
Svojim potpisom potvrđujem i dajem suglasnost za javnu objavu _____ završnog rada
pod naslovom **Utjecaj stlačivosti zraka na letna svojstva zrakoplova**

na internetskim stranicama i repozitoriju Fakulteta prometnih znanosti, Digitalnom akademskom
repozitoriju (DAR) pri Nacionalnoj i sveučilišnoj knjižnici u Zagrebu.

U Zagrebu, 13.11.2019 _____

Student/ica:

Ivan Radoš

(potpis)